

民用飞机失效分析 实例选编

姚红宇 等著



中国民航出版社

民用飞机失效分析实例选编

FAILURE ANALYSIS CASES OF CIVIL AIRCRAFT

姚红宇 等著

江苏工业学院图书馆
藏书章

中国民航出版社

图书在版编目 (CIP) 数据

民用飞机失效分析实例选编/姚红宇等著. —北京:
中国民航出版社, 2003.6
ISBN 7-80110-477-3

I. 民…
II. 姚…
III. 民用飞机-失效分析-选编-中国
IV. V215.5

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2003) 第 046842 号

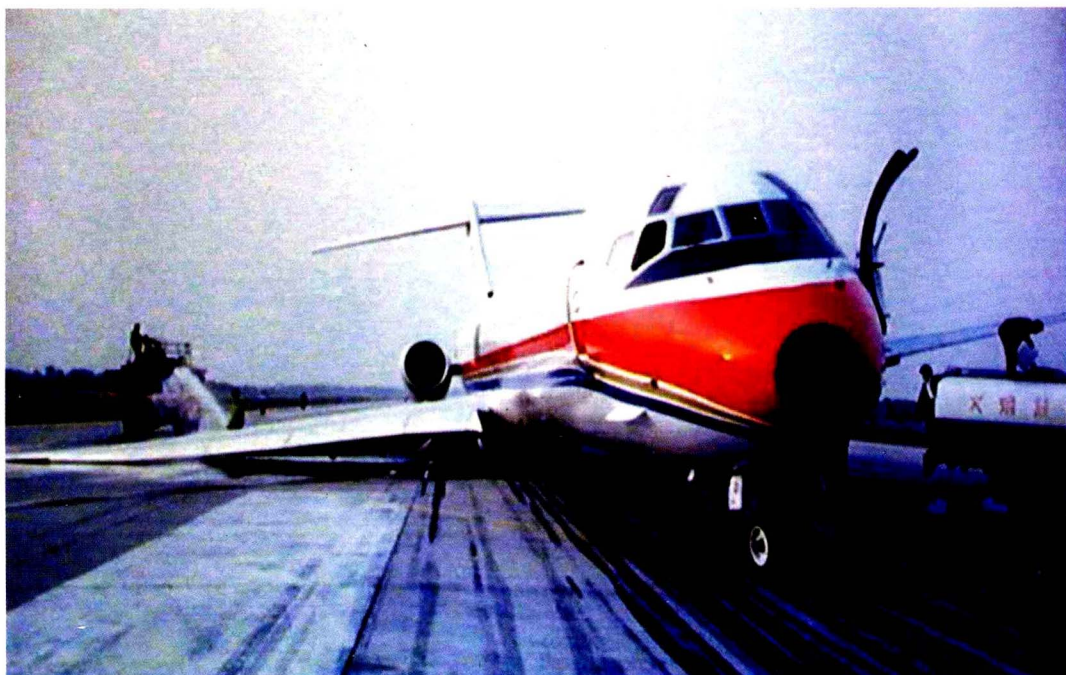
民用飞机失效分析实例选编

姚红宇 等著

出版	中国民航出版社
社址	北京市朝阳区光熙门北里甲 31 号楼 (100028)
发行	中国民航出版社 新华书店经销
电话	(010) 64290477
印刷	北京今典印刷有限公司
照排	中国民航出版社激光照排室
开本	787 × 1092 1/16
印张	23.75
字数	549 千字
版次	2003 年 12 月第 1 版 2003 年 12 月第 1 次印刷

书号	ISBN 7-80110-477-3/V·168
定价	70.00 元

(如有印装错误, 本社负责调换)



1997 年 4 月 27 日 MD-82 飞机在山东济南机场主起落架折断



2000 年 4 月 3 日 TB20 飞机在四川绵阳发生事故



1999年2月24日 Tu-154 飞机在浙江温州发生的空难中的关键失效件



2000年9月15日 CAAC-FAA 航空安全领域科研合作项目签字仪式

编审人员名单

主 编：姚红宇

撰写人员（以撰写的实例份数为序）：

曹大树 戈阿丽 姚红宇

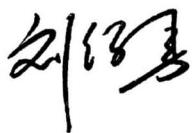
谢明立 栗牧怀

主 审：王 中 吴培远

序 言

让教训成为财富

古人云：“吃一堑长一智”。从自己的失败中总结出经验教训，为日后之鉴，是一笔财富。从他人的失败中总结出经验教训，为己之鉴，则是一笔更大的财富。民用航空器及其装备的失效是件坏事，如果我们能通过失效分析查明失效的原因，制定出有针对性的预防和纠正措施，将今后有可能发生的类似失效消除在未然，坏事就变成了好事。这样的经验教训，是我们全民航的一笔宝贵财富，应该为各有关单位所共享。在这方面，总局航空安全技术中心失效分析实验室的同志们做了非常有意义的一件事。他们在实验室里默默耕耘了十载春秋，对大大小小 300 余项民用航空装备的失效进行了技术分析，查明了失效原因，提出了预防和纠正的建议。现在，他们从中选出 66 项失效分析技术报告，编纂成《民用飞机失效分析实例选编》一书，公开出版发行。民用航空安全管理、机务维修、适航管理和设计制造方面的人士应该从这些失效事件中汲取经验教训，获得启迪，让教训成为财富，改进自己的工作，提高航空安全水平。



2003 年 5 月 19 日于北京

目 录

飞机结构与系统

B747SP 飞机右翼前梁腹板开裂原因分析	(3)
蜜蜂 3C 型飞机连接螺栓断裂分析	(9)
MD-82 飞机襟翼作动筒传动摇臂断裂分析	(13)
Y7 飞机主起落架外筒收放作动筒连接摇臂断裂分析	(17)
MD-82 液压系统固定压差指示杆堵盖的螺栓断裂分析	(24)
飞机前轮转弯回轮方向摇臂外向连接杆下支点断裂分析	(28)
B747-200 飞机前轮轴承破损的失效分析	(31)
MD-82 飞机右主起落架缓冲支柱断裂的失效分析	(38)
BAe-146 主起落架机轮裂纹分析	(46)
B757 飞机右主起落架后轮轴断裂的失效分析	(49)
MD-11 飞机前起落架锁连杆系统失效分析	(59)
A340 飞机左主起落架左前舱门作动筒下接耳断裂分析	(64)
B737-300 飞机右发油门钢索断裂分析	(70)
B747 飞机客舱地板下隔音棉起火的调查分析	(75)
B767 飞机左主起落架前阻力支柱下锁作动筒破裂分析	(81)
B747-200 飞机前起落架舱门液压作动筒断裂分析	(87)
MD-82 飞机轮毂螺栓断裂分析	(92)
B747-400 飞机货舱舱门位置锁钩拉杆断裂分析	(97)
B737-200 飞机蒙皮开裂失效分析	(101)
SAAB340-300 飞机电动液压泵软管破裂分析	(105)
B767 飞机前货舱破损安全带和长桁的腐蚀失效分析	(109)
Y7-100 飞机刹车装置扇形片脱落分析	(118)
MD-82 飞机左外主轮轮毂断裂分析	(123)
MD-82 飞机方向舵液压管喇叭口断裂失效分析	(130)

动力装置

Y11 飞机左发动机主连杆断裂分析	(137)
起动机固定螺栓断裂失效分析	(143)
Tu-154 飞机燃油调节器至燃烧室的燃油导管裂纹分析	(146)
ALF-502 型发动机主供油路接头裂纹分析	(149)
Yak42 飞机左发空气起动机爆裂事件分析	(153)
Bell214ST 直升机尾桨减速器输出轴断裂分析	(159)
Bell212 型直升机发动机滑油散热器风扇组件传动轴断裂失效分析	(168)
WJ5A1 型发动机中主动锥形齿轮与传动轴组合件损伤失效分析	(173)
JT9D-7R4G2 发动机 8 级压气机盘榫槽及叶片榫齿开裂分析	(179)
活塞 5 发动机 2 # 汽缸排气门座断裂分析	(185)
WJ5A1 型发动机游星齿轮组件故障分析	(188)
JT9D-7R4G2 发动机主齿轮箱滑油感压管断裂分析	(196)
JT9D-7R4E1 发动机高压压气机第 8 级叶片断裂原因分析	(199)
某型动力伞发动机螺旋桨固定螺栓断裂的失效分析	(205)
501-D22A 型发动机的压气机组件损伤故障分析	(211)
Y5B (K) 飞机 ASZ-62IR-16 发动机故障分析	(219)
CFM56-3C 发动机滑油中的碎屑分析	(222)
Y5 飞机的发动机架断裂分析	(229)
主滑油泵驱动轴断裂分析	(233)
PW2000 发动机放气系统内的摇臂断裂分析	(237)
RB211 发动机 HPC2、3 级转子叶片损伤分析	(240)
飞机的辅助动力装置叶轮损坏分析	(246)
JT9D 发动机地面停车故障分析	(251)
CFM56-3C 发动机 4 # 轴承损伤分析	(256)
B747-200 飞机 2 发燃油泵连接轴断裂分析	(261)
TB-20 飞机发动机活塞连杆曲轴脱开和连杆螺栓螺帽松动的失效分析	(267)
CFM56-7b 发动机滑油温度传感器脱出的失效分析	(275)
CFM56-3C 发动机水平驱动轴断裂失效分析	(284)
RB211 发动机高压压气机 1 级转子叶片变形分析	(291)
PW4052 发动机高压压气机转子叶片断裂分析	(298)

B737-300 飞机 CFM56-3 发动机起动机失效分析 (304)

B747-200 飞机连接管断裂分析..... (311)

PW4158-3 发动机压气机叶片断裂失效分析 (315)

工装设备

工作梯丝杆断裂分析 (323)

吊具螺栓断裂分析 (327)

吊装发动机的手动葫芦螺栓断裂分析 (333)

钢丝绳断裂分析 (338)

负载定位器吊钩断裂分析 (344)

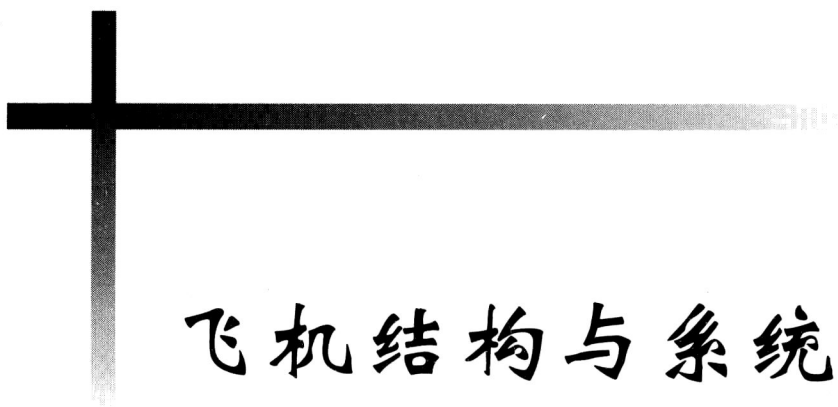
发动机单元体吊钩的断裂分析 (350)

MD-90 飞机外电源插座插钉烧熔损伤分析..... (354)

发动机吊具脱开原因分析 (359)

吊具连接螺杆断裂分析 (365)

后记 (369)



飞机结构与系统

B747SP 飞机右翼前梁腹板开裂原因分析

(1995002)

1. 概述

B747SP 飞机在加油时发现,右翼外表面有燃油漏出。经检查发现,右翼前梁腹板有 1 条长裂纹。该飞机总飞行时间: 39 787 h; 总起落次数: 10 361 次; 腹板材料牌号: 7075-T6 铝合金。

该前梁腹板取下后,被制造厂的服务代表送有关部门进行失效分析,其结论为:

- (1) 裂纹长度为 41.3 in。
- (2) 裂纹沿上构件的下边缘 FSSI 658.5 到 FSSI 641.2 处在板的前后两表面同时起源,并以疲劳形式穿透板的厚度,是属反复弯曲疲劳。从 FSSI 641.2 到 FSSI 628 处,裂纹沿 45° 方向向飞机内下侧韧性扩展。
- (3) 有 6 个二次疲劳小裂纹,其长度为 0.012 in 到 0.16 in。这些小裂纹起始于前梁腹板主裂纹附近的固定孔处。另外,在前梁腹板的下构件附近发现有 6 个小面积的剥蚀区,在这些剥蚀区附近没有发现裂纹。
- (4) 没有发现影响断裂的表面缺陷及显微缺陷。
- (5) 材料为 7075-T6 铝合金。
- (6) 材料厚度为 0.11 in,符合压延板要求。

为此,制造厂在传真电报中称是声音疲劳 (sonicfatigue) 的结果。

根据掌握的信息,此类故障曾在同型号另 1 架飞机上发生过,当时飞机情况记述如下:

- (1) 机型: B-747SP; 总飞行时间: 26 713h; 总起落次数: 6 140 次。故障发生在飞机的保用期内。
- (2) 裂纹产生部位: 右机翼前梁腹板的上构件下边缘处 (FSSI 668 到 FSSI 646), 裂纹长度为 26 in。
- (3) 制造厂有关部门分析结论是疲劳断裂,为此制造厂下达了服务通告,称为“声音疲劳”。

由于 2 次故障所发生的位置、裂纹特点、机型都极其相似，为找出腹板开裂的真正原因，防止再次发生此类故障，向制造厂索回此飞机开裂的前梁腹板进行分析。

2. 实验分析

2.1 裂纹外观观察

对返回的 B747SP 飞机前梁腹板进行拼接（部分断口没有返回），其裂纹形态见图 1。同时，根据现场照片和资料将 2 次开裂腹板的裂纹位置及走向描绘如图 2、图 3。经测量该飞机的主裂纹全长 41.3 in（因美制飞机的尺寸均以英制标注，为了便于对比，宏观裂纹长度以英制单位表示），部分小裂纹已被切掉。

2.2 断口宏观观察

该飞机前梁腹板断口按其形貌可分为 3 个区域：I、III 区为带有双 45° 斜面的断口，呈撕裂状韧性断裂；II 区是沿机翼翼展方向以小角度扩展的断口，此区断口磨损严重，但仍可看出断口呈“V”字形花样，“V”字尖端指向腹板的固定孔“O”处（图 4）。对固定孔孔壁进行检查，翼尖方向一侧可见到很多次生小裂纹，见图 5；翼根方向一侧可以看到有 1 条划伤痕迹（图 6），划伤痕与断口面相连接（图 7）。

2.3 断口微观分析

用扫描电子显微镜对固定孔“O”的孔壁进行观察，明显地看出划痕与断口相连，同时还可以看出划痕内有异物存在。

在扫描电子显微镜下对断口进行观察，II 区断口的大部分表面已被磨损，但在未被磨损区可观察到疲劳条带，疲劳条带在固定孔“O”附近较密，随着距“O”孔距离的增加，疲劳条带间距加大，见图 8、图 9，在距孔边 12.5 mm 处观察到较多的韧窝花样见图 10。同时根据不同点的疲劳条带间距作出疲劳条带间距与距孔边距离的曲线，见图 11。

2.4 能谱分析

对划痕中的异物进行能谱分析，发现异物中镉含量较高，能谱曲线见图 12。

3. 综合分析

根据断口上的人字形花样可以确定裂纹起源于固定孔“O”处，此孔翼尖方向一侧有很多次生裂纹，这些次生裂纹的生成表明此侧开裂时应力较大。孔的翼根侧有 1 条划痕，断口沿其开裂，划痕两侧并无次生裂纹，可以判定疲劳裂纹先产生于此，并沿水平方向向翼根一侧扩展，同时使孔的另一侧应力增大，因而产生大量次生裂纹并开

裂。对孔内划痕处的观察和分析可以看出,划痕刚劲而尖锐,并且有异金属镉存在。在工程中,结构件受力孔处一旦产生划痕后,会造成局部应力集中,划痕导致结构件失效的事件屡见不鲜。

对腹板断口观察,在未被磨损处可以看到疲劳条带,疲劳条带间距较宽并且不连续,这类疲劳条带具有大应力低循环疲劳形貌特征。根据观察到的疲劳条带间距,经粗略估算,裂纹从固定孔“O”边1 mm处到II区的结束大致有2 000~3 000次应力循环。从断口上可以看出,在12.5 mm内裂纹是以疲劳方式扩展,12.5 mm以外是以交变大应力韧性断裂形式扩展的。

此裂纹产生的部位是在飞机右翼3号发动机前吊点之上,即机身方向一侧的腹板上。在正常飞行中此腹板受力比较复杂,有压应力和扭转力矩等。当飞机着陆时,机轮接地的瞬间,由于发动机的重力使前梁腹板受到向下的拉应力。该飞机前梁腹板断裂也正是显示出受到这种低循环较大拉应力而导致的疲劳断裂特征。

在前梁腹板下部,共有6处发生腐蚀现象,但疲劳裂纹并未发生在此缺陷处,这表明裂纹的产生与其受力状态有极大的关系。飞行中,机翼前梁腹板下部受到沿翼展方向的拉应力,而上部受到沿翼展方向的压应力,假设此时再加上声音频率的振动应力,裂纹应发生在腹板下部缺陷处(腐蚀部位)。飞机在着陆中的瞬间,机翼升力已降至很低,机翼因外侧发动机的重量和机翼本身重量使前梁腹板下部受到沿翼展方向的压应力,上部受到拉应力,再加上机轮接地瞬间,由于重力产生腹板高度方向的拉应力,裂纹非常容易在前梁腹板上薄弱部位产生,并随使用循环而逐渐扩展。

制造公司在两次服务通告中称,是声音疲劳引起结构件疲劳开裂,结构件受到声波的振动或近似音频的振动,使结构件产生疲劳损伤,这种振动均属高频振动。这种振动受结构件的形状及结构特点影响极大。板状件声振疲劳的特征应是低应力、高循环,但是具有此特征的疲劳在此开裂的腹板上均未找到。

制造公司BMT部门对此架飞机机翼腹板分析报告中没有指出找到了声疲劳开裂的特征,同时因断口磨损不能确定裂纹起始类型。报告中还指出:“5#裂纹是由固定孔边起始的(I区裂纹),裂纹是以疲劳形式起始并扩展。”5#裂纹并没有与主裂纹相通,可以说此孔所受应力也比较大,裂纹产生时间与主裂纹产生时间是近似的,否则主裂纹产生后应力重新分布,应力将随主裂纹的生长而逐渐减小,并且该孔形成1个“止裂孔”,因而不可能产生裂纹,如果产生裂纹,裂纹边缘应出现较严重的塑性变形,这种现象没有在裂纹处发现,也就是说,5#裂纹产生的机理与主裂纹产生的机理相同。

作为机翼腹板在飞行过程中既承受发动机产生的振动应力,也承受结构应力和气动应力以及起飞、着陆、在地面滑跑等产生的振动应力的复合作用,受力比较复杂,因此,该部位受力也应该是比较大的。

4. 结论

- (1) 在前梁腹板残件上没有找到单纯由于声音引起振动或激振而引起的疲劳特

征。

- (2) 前梁腹板裂纹是从固定孔“O”处向翼根方向以交变大应力低循环疲劳方式扩展了约 12.5 mm，12.5 mm 以后到裂纹终止为较大交变载荷快速开裂。
- (3) 腹板疲劳裂纹起源于固定孔壁“O”的划伤处。
- (4) 孔壁划痕中有异金属镉存在。
- (5) B747SP 飞机机翼前梁腹板开裂原因是由于固定孔处存在划伤，划伤导致应力集中并且萌生疲劳裂纹，并在飞机着陆瞬间等综合应力作用下裂纹逐渐扩展直至快速开裂。

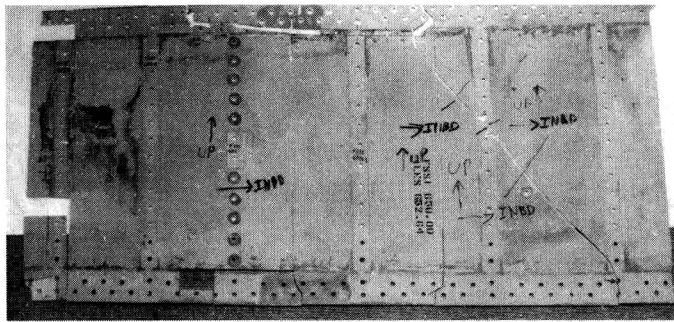


图 1 右机翼前梁腹板残件

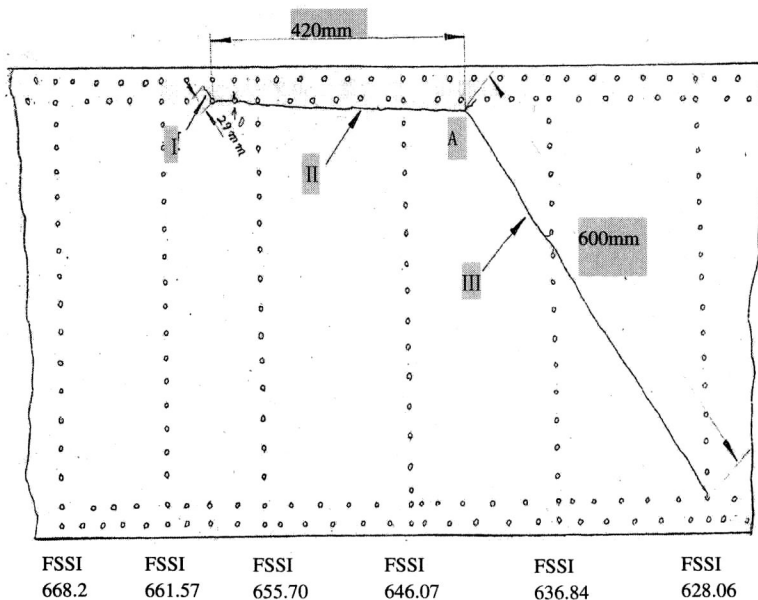


图 2 右机翼前梁腹板裂纹走向示意图

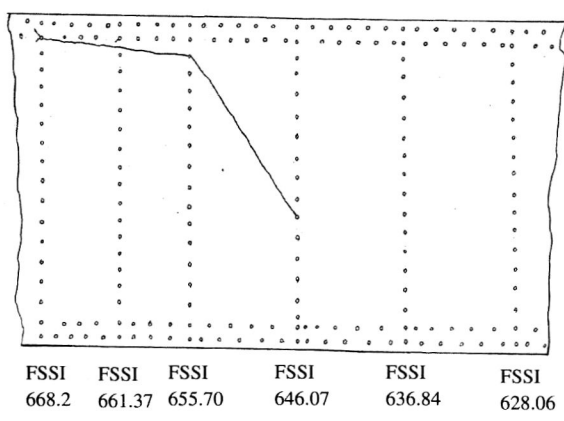


图3 另1架B747SP飞机前梁腹板裂纹走向示意图

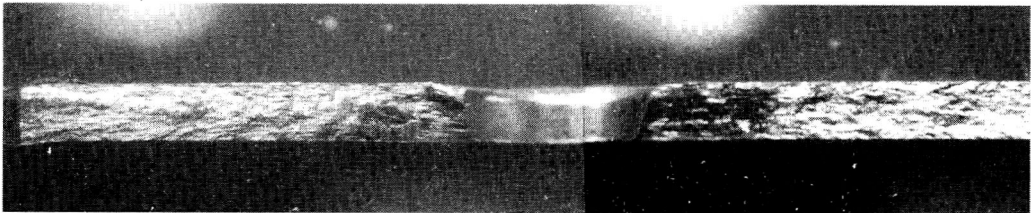


图4 固定孔“O”处断口“V”字形花样（右侧为翼根方向）

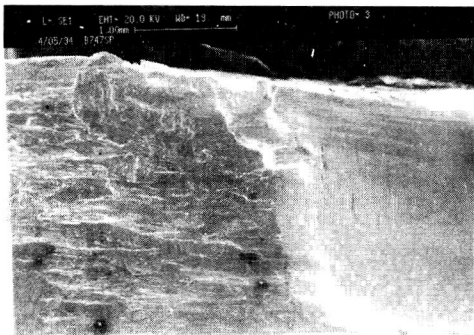


图5 “O”孔内翼尖一侧的次生裂纹

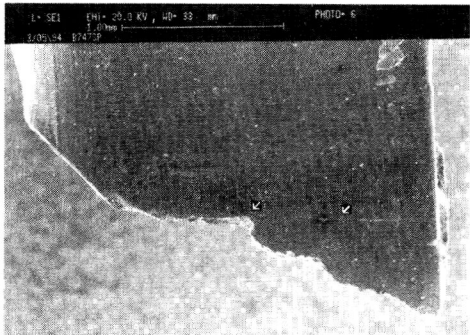


图6 “O”孔内翼根一侧划伤痕（箭头所指）